

(19)



Europäisches Patentamt
European Patent Office
Office européen des brevets

(11)

Veröffentlichungsnummer: **0 077 954**
B1

(12)

EUROPÄISCHE PATENTSCHRIFT

(45)

Veröffentlichungstag der Patentschrift:
13.08.86

(51)

Int. Cl.⁴: **F 42 B 13/50**

(21)

Anmeldenummer: **82109324.2**

(22)

Anmeldetag: **08.10.82**

(54)

Flugkörper.

(30)

Priorität: **24.10.81 DE 3142313**

(43)

Veröffentlichungstag der Anmeldung:
04.05.83 Patentblatt 83/18

(45)

Bekanntmachung des Hinweises auf die Patenterteilung:
13.08.86 Patentblatt 86/33

(84)

Benannte Vertragsstaaten:
BE DE FR GB IT NL SE

(56)

Entgegenhaltungen:
DE-A-2 920 347
DE-C-298 070
FR-A-2 336 656
US-A-2 411 432
US-A-3 016 011
US-A-3 088 404
US-A-3 215 082
US-A-3 253 842
US-A-4 120 519

(73)

Patentinhaber: **Rheinmetall GmbH, Ulmenstrasse**
125 Postfach 6609, D-4000 Düsseldorf (DE)

(72)

Erfinder: **Böder, Dieter, Dipl.-Ing., Joachimstrasse**
63, D-4000 Düsseldorf (DE)

(74)

Vertreter: **Behrens, Ralf Holger, Dipl.-Phys., in**
Firma Rheinmetall GmbH Ulmenstrasse 125
Postfach 6609, D-4000 Düsseldorf 1 (DE)

EP 0 077 954 B1

Anmerkung: Innerhalb von neun Monaten nach der Bekanntmachung des Hinweises auf die Erteilung des europäischen Patents im Europäischen Patentblatt kann jedermann beim Europäischen Patentamt gegen das erteilte europäische Patent Einspruch einlegen. Der Einspruch ist schriftlich einzureichen und zu begründen. Er gilt erst als eingelegt, wenn die Einspruchsgebühr entrichtet worden ist (Art. 99(1) Europäisches Patentübereinkommen).

Beschreibung

Die Erfindung betrifft einen Flugkörper zum Transport einer Mehrzahl von an einem vorbestimmten Punkt der Flugbahn auszustoßenden Nutzlasten mit den Merkmalen des Oberbegriffs des Anspruchs 1.

Ein derartiger Flugkörper ist in der DE-A-29 20 347 beschrieben. Die Konstruktion nach dieser OS weist keine mit ihren Seitenwänden aneinanderliegende Segmente auf die den tragenden Außenmantel des Geschosses bilden könnten und die den erheblichen Beschleunigungswerten sowohl in Längsrichtung als auch in Umfangsrichtung beim Abschuß und Fliegen des Flugkörpers standhalten könnten. Dort ist vielmehr ein tragendes Gestell bestehend aus einem inneren Gerüst und daran befestigten Mantelabschnitten vorhanden. Dazwischen sind Austrittsöffnungen gebildet, die von dünnen Blechen abgedeckt sind die mit einer Reibschlußverbindung an den Wänden anliegen. Das ist eine sehr aufwendige und umständliche Konstruktion, zumal zum Herausdrücken der Bleche noch Ausstoßbälge, die pneumatisch betrieben werden erforderlich sind. Ein Hinweis darauf, einen Flugkörper mit tragendem Außenmantel ohne Stützeinbauten allein durch segmentförmige Außenwandteile zu bilden, ist daraus nicht zu entnehmen.

Die weiterhin bekannte US-A-3 088 404 offenbart einen Flugkörper mit ausstoßbaren Nutzlasten, der aus einer einteiligen metallischen zylindrischen Hülle besteht. An dessen Innenwand sind quer zur Längsrichtung der Hülle segmentförmige Halteplatten angeordnet, die nach einer Art Nut- und Federverbindung mit Hilfe von Nietbolzen miteinander verbunden sind. Zum Abstoßen der Nutzlasten sollen die Nietbolzen sowie die Hülle auf nicht näher beschriebene Weise durch Explosion zerlegt werden. Auch daraus ist kein Hinweis auf die vorliegende Erfindung zu entnehmen.

Aufgabe der Erfindung ist es, einen Flugkörper der eingangs genannten Art derart zu verbessern daß eine Hülle von geringen Eigengewicht aus Segmenten ohne innere Stützeinbauten gebildet ist die den bei Fortbewegung des Flugkörpers auftretenden erheblichen Beschleunigungswerten in Längsachsenrichtung und in Umfangsrichtung standhalten kann und bei der trotzdem durch eigene Federkraft, die nur miteinander verriegelten Segmente zugleich leicht abwerfbar sind.

Die zur Lösung der gestellten Aufgabe notwendigen wesentlichen Merkmale der Erfindung sind im Patentanspruch 1 genannt.

Vorteilhafte Ausgestaltungen und Weiterbildungen der Erfindung gehen aus den Unteransprüchen hervor.

Die Erfindung wird nachfolgend unter Bezug auf die Zeichnung näher erläutert. Dabei zeigt:

Fig. 1: eine schematische Darstellung eines Flugkörpers mit einer z. T. geschnittenen, rohrförmigen Hülle, die den Blick auf die Nutzlast

freigibt;

Fig. 2: eine Schnittdarstellung des Flugkörpers im Bereich des Nutzlastraums;

Fig. 3: eine Sicht auf eine Querschnittsfläche des Flugkörpers mit Blickrichtung von Linie 3-3 gem. Fig. 2;

Fig. 4: eine vergrößerte Detaildarstellung der Zeichnung gemäß Fig. 3;

Fig. 5: eine Schnittdarstellung in Längsachsenrichtung des Flugkörpers entlang Linie 5 - 5 gemäß Fig. 4;

Fig. 6: eine vergrößerte Schnittdarstellung der Befestigung der Segmente an einem den Flugkörper quer zur Längsachse unterteilenden Boden;

Fig. 7: eine Schnittdarstellung eines weiteren Ausführungsbeispiels zur Befestigung der Segmente;

Fig. 8: eine Schnittdarstellung entlang Linie 8 - 8 gem. Fig. 7.

Fig. 1 zeigt eine schematische Darstellung eines Flugkörpers zum Transport einer Mehrzahl von an einem vorbestimmten Punkt der Flugbahn ausgestoßenen Nutzlasten. Zwischen der Ogive 1 und dem am Heck des Flugkörpers angeordneten Leitwerk 2 ist ein im wesentlichen hohlzylinderförmig ausgebildeter Teil des Flugkörpers 10 angeordnet, der nach außen von einer rohrförmigen Hülle 12 begrenzt ist. Diese Hülle 12 umschließt einen Nutzlastraum 4, in dem ggf. durch sich quer zur Längsachse des Flugkörpers 10 erstreckende Böden 24 getrennt Nutzlasten 11 angeordnet sind. Um einen möglichst breiten Geländestreifen entlang der Flugbahn des Flugkörpers mit auszustoßenden Nutzlasten 11 belegen zu können, müssen diese Nutzlasten 11 in Radialrichtung, also senkrecht zur Fortbewegungsrichtung des Flugkörpers 10 ausgestoßen werden. Dazu ist es erforderlich, daß zu einem vorbestimmten Zeitpunkt, nämlich dann, wenn der Flugkörper 10 einen bestimmten Punkt seiner Bahnkurve erreicht hat, die den Nutzlastraum 4 umgebende rohrförmige Hülle entfernt wird, um den Ausstoß der Nutzlasten in Radialrichtung zu ermöglichen.

Die Erfindung befaßt sich insbesondere mit der Ausgestaltung der rohrförmigen Hülle 12 des Flugkörpers, die bei Start und Fortbewegung des Flugkörpers 10 erheblichen Beschleunigungswerten sowohl in Längsachsenrichtung des Flugkörpers 10, als auch in Umfangsrichtung standzuhalten hat. Die Hülle 12 muß dennoch leichtabwerfbar sein, um den ungehinderten Ausstoß der Nutzlasten 11 zu ermöglichen.

Weiter muß ihr Eigengewicht möglichst gering sein, um den Totlastanteil des Flugkörpers weitgehend zu reduzieren.

Die Erfindung bietet insbesondere folgende Vorteile:

- Die gesamte Außenhülle des Flugkörperabschnitts, aus dem die Nutzlast 11 seitlich herausgeschleudert werden soll, kann simultan lediglich aufgrund eigener Federspannung abgeschleudert werden;

- die gesamte Außenhülle übernimmt den wesentlichen Teil der beim Abschuß und ggf. bei Abbremsen des Flugkörpers auf der Flugbahn auftretenden Massenlängskräfte der Nutzlast;
- die gesamte Hülle übernimmt den wesentlichen Teil der bei Drehbeschleunigungen während des Abschusses und auf der Flugbahn auftretenden Drehmomente der Nutzlast und ihrer Befestigungsteile;
- die Hülle muß weder vernietet, geschweißt oder verschraubt werden, sondern wird lediglich über beispielsweise Exzenter verriegelt und in Rillungen bzw. Verzahnungen gehalten;
- die Hülle kann mit beliebig vielen, im wesentlichen senkrecht zur Flugkörperlängsachse liegenden Zwischenböden für die Befestigung von Nutzlastbaugruppen verbunden werden.

Fig. 2 zeigt eine teilweise Schnittdarstellung in Längsachsenrichtung des Flugkörpers 10 im Bereich des Nutzlastraums des Flugkörpers 10.

Fig. 3 zeigt eine Ansicht auf eine Querschnittsebene des Flugkörpers 10 mit Blickrichtung aus Linie 3 - 3 gem. Fig. 2.

Fig. 4 zeigt eine Detaildarstellung aus Fig. 3 in wesentlich vergrößertem Maßstab.

Die rohrförmige Hülle 12 besteht aus einer Mehrzahl lösbar miteinander verbundener Segmente 13, 13', die mit ihren Seitenkanten 16, 16' derart aufeinanderstoßen, daß sie im wesentlichen eine Zylindermantelfläche bilden. Zweckmäßig bestehen die Segmente 13, 13' aus einem elastischen Material, so daß ihre Biegung auf eine Zylindermantelfläche eine Rückstellkraft hervorruft. Die Segmente 13, 13' können daher nur unter Anwendung einer Vorspannung in die Zylindergestalt gezwungen und in dieser Lage verspannt werden. Dies hat das vorteilhafte Ergebnis, daß nach Lösung der Vorspannung kurz vor Freigabe der Nutzlast 11 die Segmente 13, 13' sich in ihre ursprüngliche Gestalt umformen und sich so auf diese Weise im wesentlichen selbsttätig vom Flugkörper ablösen und Austrittsöffnungen für das Ausstoßen der Nutzlasten 11 freigeben. Um eine Vorspannung der die Hülle 12 des Flugkörpers 10 bildenden Segmente 13, 13' zu erzielen, sind jeder Seitenkante 16, 16' jedes Segments 13, 13' benachbart auf der Innenfläche 14 jedes Segments ins Innere des Flugkörpers 10 ragende hakenförmige Fortsätze 15, 15' angeordnet. Diese überragen die jeweilige Seitenkante 16, 16' des ihnen zugeordneten Segments 13, 13' in Richtung auf das benachbarte Segment 13 bzw. 13', und sind bei den mit den Seitenkanten 16, 16' aneinanderstoßenden Segmenten 13, 13' derart in der Höhe versetzt angeordnet, daß sie paarweise übereinandergreifend zangenförmig eine Ausnehmung 17 umschließen. Dabei sind die von den Fortsätzen 15, 15' benachbarter Segmente 13, 13' umschlossenen Ausnehmungen 17 miteinander fluchtend angeordnet. Durch diese Ausnehmungen 17 greift, wie insbesondere aus Fig. 2 und Fig. 5 ersichtlich ist, ein Stab 18 hindurch, der parallel zur Längsachse des Flugkörpers 10 angeordnet ist. Dabei ist für jede

Stoßstelle aneinandergrenzender Segmente 13, 13' ein derartiger Stab 18 vorgesehen.

Fig. 5 zeigt eine Teilschnittdarstellung in Längsachsenrichtung des Flugkörpers 10 im Bereich eines derartigen Stabs 18. Der Stab 18 weist im Bereich der hakenförmigen Fortsätze 15, 15' exzentrisch und/oder konisch oder abgestuft ausgebildete Sitze 19 auf, an die sich die hakenförmigen Fortsätze 15, 15' anlegen können, wodurch sie bei Relativbewegung des Stabs 18 in bezug auf die hakenförmigen Fortsätze 15, 15' gegeneinander verspannbar sind. Bei konusförmig und/oder abgestuft ausgebildeten Sitzen 19 wird diese Verspannung dabei durch eine Bewegung des Stabs 18 bei der Montage der Segmente 13, 13' in Längsachsenrichtung des Flugkörpers 10 erzielt. Bei exzentrischer und/oder konusförmiger Ausbildung der Sitze 19 läßt sich eine Verspannung der hakenförmigen Fortsätze 15, 15' durch eine Drehbewegung des Stabs 18 um seine Längsachse und/oder eine gleichzeitige Longitudinalbewegung des Stabs 18 in Längsachsenrichtung des Flugkörpers 10 erzielen. Die mit Hilfe des Stabs 18 erzielte Verriegelung der Segmente 13, 13' kann nach Erreichen des vorbestimmten Ausstoßpunkts der Nutzlasten 11 auf einfache Weise dadurch aufgehoben werden, daß der Stab 18 in entgegengesetzter Richtung - wie bei der Montagebewegung und/oder gedreht wird. Diese Longitudinal- bzw. Drehbewegung des Stabs 18 setzt selbstverständlich eine gewisse Kraft voraus. Diese kann auf besonders einfache und betriebssichere Art und Weise durch eine mit einem ggf. elektrisch aktivierbaren Zünder 21 versehene pyrotechnische Ladung 20 bereitgestellt werden. Zweckmäßig wird dabei der Stab 18 als einseitig geschlossener Hohlzylinder ausgebildet, der mit seinem offenen Endstück 22 auf der pyrotechnischen Ladung 20 aufliegt. Die bei Zündung der pyrotechnischen Ladung 20 erzeugten Gase können demzufolge durch das offene Endstück 22 des Stabs 18 in dessen Innenraum eindringen und auf seine dem offenen Endstück gegenüberliegende Stirnfläche eine Kraft ausüben. Da die pyrotechnische Ladung 20 gleichzeitig auch auf die Kreisringfläche des Stabs 18 einwirkt, mit dem dieser auf der pyrotechnischen Ladung 20 aufliegt, ergibt sich in besonders vorteilhafter Weise eine Druck-Zug-Kraft auf den Stab 18, die diesen in Längsachsenrichtung des Flugkörpers bewegt und dabei zu einer Entriegelung der Segmente 13, 13' führt. Die Verriegelung wird dadurch aufgehoben, daß die Sitze 19 des Stabs 18 bei der durch die pyrotechnische Ladung 20 bewirkten Fortbewegung des Stabs 18 aus dem Bereich der hakenförmigen Fortsätze 15, 15' hinausgleiten. Um dabei eine sichere Führung des Stabs 18 zu gewährleisten, werden zweckmäßig zusätzliche Führungen 23, 23' vorgesehen, die beispielsweise in den Nutzlastraum 4 unterteilenden Zwischenböden 24 angeordnet sind.

Für den Fall, daß die Verriegelung der hakenförmigen Fortsätze 15, 15' durch exzentrische Sitze 19 erfolgt, muß bei der

Entriegelung eine Drehbewegung des Stabs 18 herbeigeführt werden. Diese Drehbewegung kann auf einfache Weise dadurch erzielt werden, daß zwischen Führung 23, 23' einerseits und Stab 18 andererseits ein Gewinde großer Steigung angeordnet ist. Die durch die pyrotechnische Ladung 20 erzeugte Kraft in Längsachsenrichtung des Stabs 18 wird dadurch in eine Drehbewegung umgewandelt.

Wie insbesondere aus Fig. 2, Fig. 5, Fig. 6 und Fig. 7 hervorgeht, sind zur Begrenzung und/oder Abschottung des Nutzlastraums 4 quer zur Längsachse des Flugkörpers 10 sich erstreckende Böden 24 vorgesehen, auf deren Mantelfläche 25 die Segmente 13, 13' mit ihrer Innenfläche aufliegen. Um bei Beschleunigungswirkung in Längsachsenrichtung des Flugkörpers 10 eine Verschiebung der Segmente 13, 13' in Längsrichtung zu verhindern, sind in die Mantelflächen 25 der Böden 24 Nuten 26 eingelassen, in die ein an den Segmenten 13, 13' angeordneter Bund 27 eingreift. Um einerseits eine besonders gute Verriegelung, andererseits jedoch leichte Lösbarkeit der Segmente 13, 13' vom restlichen Flugkörper 10 zu erreichen, werden Nuten 26 und Bund 27 bevorzugt im Querschnitt keilförmig ausgebildet (Fig. 6). Dem Flugkörper wird beim Start eine Rotationsbewegung um seine Längsachse erteilt, die auch während des Flugs ggf. durch zusätzlich angeordnete Triebwerke aufrechterhalten bzw. verstärkt werden kann. Diese Rotationsbewegung führt zu quer zur Längsachse gerichteten Kraftkomponenten, die mit dem Ziel einer Torsion an den die Hülle 12 bildenden Segmenten 13, 13' angreifen.

Um eine Verschiebung der Segmente 13, 13' in Umfangsrichtung zu verhindern, werden die Segmente 13, 13' und die Böden 24 im Bereich ihrer keilförmigen Verbindung entweder verhakt (Fig. 7) oder mit ineinandergreifenden Zähnen 28 ausgestattet (Fig. 8).

Fig. 8 zeigt eine Schnittdarstellung entlang der Linie 8 - 8 gem. Fig. 7.

Die Segmente 13, 13' werden vorzugsweise aus im Flugzeugbau gebräuchlichen Leichtmetallen oder auch aus Kunststoff, insbesondere faserverstärktem Kunststoff hergestellt.

Im Innern des Flugkörpers 10 wird vorteilhaft eine sich in Längsachsenrichtung des Flugkörpers erstreckende Stützkonstruktion vorgesehen, die einerseits den Nutzlastraum 4 in einzelne Abteile 4' zur Aufnahme je einer Nutzlast 11 unterteilt und die andererseits Stützpunkte oder Stützflächen 29 bietet, an die sich die Segmente 13, 13' mit ihrer Innenfläche 14 zusätzlich abstützen können. Zweckmäßig umfaßt die Stützkonstruktion parallel zur Längsachse des Flugkörpers angeordnete Trennwände 30, die einen Winkel zwischen sich einschließen und die die Stäbe 18, die hakenförmigen Fortsätze 15, 15' sowie die Stoßstellen zwischen den Segmenten 13, 13' in bezug auf die Nutzlasten 11 abschotten.

In einem weiteren, nicht durch eine Zeichnung erläuterten Ausführungsbeispiel der Erfindung dienen die Segmente 13, 13' gleichzeitig zur

Halterung von Zusatz- oder Korrekturtriebwerken, die beispielsweise während der Flugphase des Flugkörpers 10, die diesem beim Start mitgeteilten Drall aufrechterhalten oder verstärken. Diese Zusatz- oder Korrekturtriebwerke werden dann bei der Entriegelung zusammen mit den Segmenten 13, 13' vom Flugkörper abgetrennt.

Die Entriegelung der Segmente 13, 13' kann im Bedarfsfalle gleichzeitig oder zeitlich verzögert durchgeführt werden. Die zeitliche Reihenfolge ist durch die Aktivierung der pyrotechnischen Ladungen 20 kontrollierbar.

Das Ausstoßen der Nutzlasten 11 kann entweder gleichzeitig mit dem Abtrennen der Segmente 13, 13' erfolgen oder zeitlich verzögert stattfinden. Die letztgenannte Möglichkeit erlaubt das gezielte Ausstoßen einer Nutzlast 11 in Korrelation zur Drehbewegung des Flugkörpers 10 bezüglich seiner Längsachse. Dies erweist sich als besonders zweckmäßig in den Fällen, in denen eine große radiale Wurfweite bei Ausstoß der Nutzlasten 11 angestrebt wird.

Bezugszeichenliste

- 1 Ogive
- 2 Leitwerk
- 4, 4' Nutzlastraum
- 10 Flugkörper
- 11 Nutzlast
- 12 Hülle
- 13, 13' Segment
- 14 Innenfläche
- 15, 15' Fortsätze
- 16, 16' Seitenkante
- 17 Ausnehmung
- 18 Stab
- 19 Sitz
- 20 pyrotechnische Ladung
- 21 Zünder
- 22 offenes Endstück
- 22' Endstück
- 23, 23' Führung
- 24 Boden
- 25 Mantelfläche
- 26 Nut
- 27 Bund
- 28 Verzahnung
- 29 Schützpunkt, Stützfläche
- 30 Trennwand

Patentansprüche

1. Flugkörper (10) zum Transport einer Mehrzahl von an einem vorbestimmten Punkt der Flugbahn abzustoßenden Nutzlasten (11) mit einer den Nutzlastraum (4) umschließenden, unter Vorspannung gehaltene lösbare Segmente (3, 13') aufweisenden rohrförmigen Hülle (12) und Mitteln zum Ausstoßen der Nutzlast, dadurch gekennzeichnet, daß eine Mehrzahl mit ihren

Seitenkanten (16, 16') aneinander stoßende Segmente (13, 13') die rohrförmige Hülle bilden und die Segmente dadurch unter Vorspannung in die Zylinderform gezwungen und in dieser Lage verspannt sind, daß jeder Seitenkante (16, 16') jedes Segments (13, 13') benachbart auf der Innenfläche (14) jedes Segments ins Innere des Flugkörpers (10) ragende hakenförmige Fortsätze (15, 15') derart angeordnet sind, daß sie die jeweilige Seitenkante des ihnen zugeordneten Segments (13, 13') in Richtung auf das benachbarte Segment überragen und derart in der Höhe versetzt angeordnet sind, daß sie paarweise übereinandergreifend zangenförmig eine Ausnehmung (17) umschließen, und von den Fortsätzen (15, 15') benachbarter Segmente (13, 13') umschlossene Ausnehmungen (17) miteinander fluchten und daß für jede Stoßstelle aneinandergrenzender Segmente (13, 13') ein Stab (18) vorgesehen ist der parallel zur Längsachse des Flugkörpers (10) angeordnet ist und der durch alle fluchtend angeordneten Ausnehmungen (17) hingreift, wobei der Stab (18) im Bereich der hakenförmigen Fortsätze (15, 15') exzentrisch und/oder konisch oder abgestuft ausgebildete Sitze (19) aufweist, an die sich die hakenförmigen Fortsätze (15, 15') anlegen und auf diese Weise bei Relativbewegung des Stabes (18) gegeneinander verspannbar sind.

2. Flugkörper nach Anspruch 1 dadurch gekennzeichnet, daß der Stab (18) in Achsrichtung des Flugkörpers (10) verschiebbar und/oder um seine Längsachse drehbar ist.

3. Flugkörper nach Anspruch 1 oder 2 dadurch gekennzeichnet, daß der Stab (18) als einseitig geschlossener Hohlzylinder ausgebildet ist, dessen offenes Endstück (22) auf einer mit einem Zünder (21) versehenen pyrotechnischen Ladung (20) aufliegt.

4. Flugkörper nach einem der Ansprüche 1 bis 3, dadurch gekennzeichnet, daß die Endstücke (22, 22') des Stabs (18) in Führungen (23, 23') gelagert sind.

5. Flugkörper nach einem der Ansprüche 1 bis 4, dadurch gekennzeichnet, daß zur Begrenzung und/oder Abschottung des Nutzraums quer zur Längsachse des Flugkörpers (10) angeordnete Böden (24) vorgesehen sind, auf deren Mantelfläche (25) die Segmente (13, 13') mit ihrer Innenfläche aufliegen, wobei in die Mantelfläche (25) des Bodens (24) Nuten (26) eingelassen sind, in die ein an den Segmenten (13, 13') angeordneter Bund (27) eingreift.

6. Flugkörper nach einem der Ansprüche 1 bis 5, dadurch gekennzeichnet, daß Nuten (26) und Bund (27) im Querschnitt keilförmig ausgebildet sind.

7. Flugkörper nach einem der Ansprüche 1 bis 6, dadurch gekennzeichnet, daß die einander gegenüberliegenden Flächen von Nut (26) und Bund (27) mit ineinandergreifenden Zähnen (28) ausgestattet sind.

8. Flugkörper nach einem der Ansprüche 1 bis 7, dadurch gekennzeichnet, daß die Segmente (13, 13') aus Metall oder Kunststoff, insbesondere

faserverstärktem Kunststoff bestehen.

9. Flugkörper nach einem der Ansprüche 1 bis 8, dadurch gekennzeichnet, daß die Segmente (13, 13') sich mit ihrer Innenfläche (14) gegen im Innern des Flugkörpers angeordnete Stützflächen (29) abstützen.

10. Flugkörper nach einem der Ansprüche 1 bis 9, dadurch gekennzeichnet, daß die Stäbe (18) durch parallel zur Längsachse des Flugkörpers (10) angeordnete Trennwände (30) in bezug auf die Nutzlasten (11) abgeschottet sind.

Claims

1. A projectile (10) for the transport of a number of payloads (1) to be ejected at a preselected point on the flight trajectory with a tubular casing (12) surrounding the payload chamber (4) and having prestressed detachable segments (13, 13') and means for the ejection of the payload, characterized by the fact that a number of segments (13, 13') adjoin one another at lateral edges (26, 26') to form the tubular casing, the segments being thereby forced under prestressing to assume a cylindrical shape and stressed in such a position, adjacent each lateral edge (26, 26') of each segment (13, 13') so that hooked extensions (15, 15') extend into the interior of the projectile (19) and are provided on the internal surface (14) of each segment in such a way that they extend beyond the lateral edge of the associated respective segments (13, 13') in the direction of the adjacent segment, and are mutually staggered in the vertical direction in such a way that they form tong-like pairs enclosing a recess (17), recesses (17) embraced by the extensions (15, 15') of adjacent segments (13, 13'), a bar (18) is provided which is positioned parallel to the longitudinal axis of the projectile (10) and which extends through all mutually aligned recesses (17), the said bar (18) being provided, in the region of the hooked extensions (15, 15') with seats (19) of eccentric and/or conical or stepped construction, against which the hooked extensions (15, 15') bear so that they can be clamped in relation to each other when the bar (18) performs a relative movement.

2. A projectile in accordance with Claim 1, characterized by the fact that the bar (18) is displaceable in the axial direction of the projectile and/or rotatable about its longitudinal axis.

3. A projectile in accordance with Claim 1 or 2, characterized by the fact that the bar (18) is constructed as a hollow cylinder which is closed at one end in which the open end piece (22) rests on a pyrotechnic charge (10) provided with a detonator (21).

4. Projectile in accordance with any one of Claims 1 to 3, characterized by the fact that the end pieces (22, 22') of the bar (18) are mounted in guides (23, 23').

5. A projectile in accordance with any one of Claims 1 to 4, characterized by the fact that for the

purpose of delimiting and/or partitioning the payload, chamber bases (24) are provided which are located transverse to the longitudinal axis of the projectile (10) and on the outer surface (25) of which the segments (13, 13') bear by an internal surface, grooves (26) being provided in the outer surface (25) of the base (24), a collar (27) positioned on the segments (13, 13') engaging the grooves.

6. A projectile in accordance with any one of Claims 1 to 5, characterized by the fact that the grooves (26) and collar (27) are of wedge-shaped cross section.

7. A projectile in accordance with any one of Claims 1 to 6, characterized by the fact that the surfaces of the groove (26) and collar (27) which are positioned opposite each other are provided with engaging teeth (28).

8. Projectile in accordance with any one of Claims 1 to 7, characterized by the fact that the segments (13, 13') comprise metal or plastic, preferably fibre-reinforced plastic.

9. Projectile in accordance with any one of Claims 1 to 8, characterized by the fact that the segments (13, 13') bear, through an internal surface (14), against supporting surfaces (29) provided in the interior of the projectile.

10. Projectile in accordance with any one of Claims 1 to 9, characterized by the fact that the bars (18) are partitioned off from the payloads (11) by partition walls (30) positioned parallel with the longitudinal axis of the projectile (10).

Revendications

1. Missile (10) pour transporter une multiplicité de charges utiles (11) à éjecter à un point prédéterminé de la trajectoire, comportant une enveloppe (12) tubulaire entourant le compartiment des charges utiles (4) et comportant des segments amovibles (13, 13') tenus par précontrainte, et des moyens pour éjecter la charge utile, caractérisé en ce qu'une multiplicité de segments (13, 13') adjacents l'un à l'autre par leurs arêtes latérales (16, 16') constituent l'enveloppe tubulaire, que les segments sont forcés par précontrainte à prendre la forme cylindrique et sont serrés dans cette position, qu'au voisinage de chaque arête latérale (16, 16') de chaque segment (13, 13') sont disposés sur la surface intérieure (14) de chaque segment des prolongements (15, 15') en forme de crochets saillant à l'intérieur du missile (10) de telle sorte qu'ils dépassent l'arête latérale correspondante du segment (13, 13') qui leur est associé, en direction du segment voisin, et sont décalés en hauteur de telle sorte qu'ils entourent un évidement (17) à la façon d'une tenaille en se recouvrant l'un l'autre, que les évidements (17) entourés par les prolongements (15, 15') de segments voisins (13, 13') coïncident l'un avec l'autre, et qu'on prévoit, à chaque endroit de jonction de segments adjacents (13, 13'), une

barre (18) qui est disposée parallèlement à l'axe longitudinal du missile (10) et traverse tous les évidements alignés (17), la barre (18) comportant dans la zone des prolongements (15, 15') en forme de crochets des sièges (19) réalisés excentrés et/ou coniques ou à décrochement, sur lesquels les prolongements (15, 14') en forme de crochets s'appuient et peuvent de cette façon être serrés l'un contre l'autre lors d'un mouvement relatif de la barre (18).

2. Missile selon la revendication 1, caractérisé en ce que la barre (18) peut se déplacer dans le sens axial du missile (10) et/ou tourner autour de son axe longitudinal.

3. Missile selon la revendication 1 ou 2, caractérisé en ce que la barre (18) est réalisée sous la forme d'un cylindre creux fermé d'un côté, dont l'extrémité ouverte (22) repose sur une charge pyrotechnique (20) munie d'un détonateur (21).

4. Missile selon l'une des revendications 1 à 3, caractérisé en ce que les parties terminales (22, 22') de la barre (18) sont montées dans des guidages (23, 23').

5. Missile selon l'une des revendications 1 à 4, caractérisé en ce qu'on prévoit, pour localiser et/ou isoler le compartiment des charges utiles, des fonds (24) disposés transversalement à l'axe longitudinal du missile (10), sur la surface latérale (25) desquels les segments (13, 13') appuient par leur surface intérieure, une gorge (26) dans laquelle pénètre une collerette (27) disposée sur les segments (13, 13') étant ménagée dans la surface latérale (25) de chaque fond (24).

6. Missile selon l'une des revendications 2 à 5, caractérisé en ce que les gorges (26) et les collerettes (27) ont en section transversale la forme de coins.

7. Missile selon l'une des revendications 1 à 6, caractérisé en ce que les surfaces en vis-à-vis de la gorge (26) et de la collerette (27) sont munies de dents (28) s'interpénétrant.

8. Missile selon l'une des revendications 1 à 7, caractérisé en ce que les segments (13, 13') sont en métal ou en matière plastique, notamment en matière plastique renforcée de fibres.

9. Missile selon l'une des revendications 1 à 8, caractérisé en ce que les segments (13, 13') s'appuient par leur surface intérieure (14) contre des surfaces d'appui (29) disposées à l'intérieur du missile.

10. Missile selon l'une des revendications 1 à 9, caractérisé en ce que les barres (18), sont isolées des charges utiles à l'aide de cloisons de séparation (30) disposées parallèlement à l'axe longitudinal du missile (10).

FIG. 1

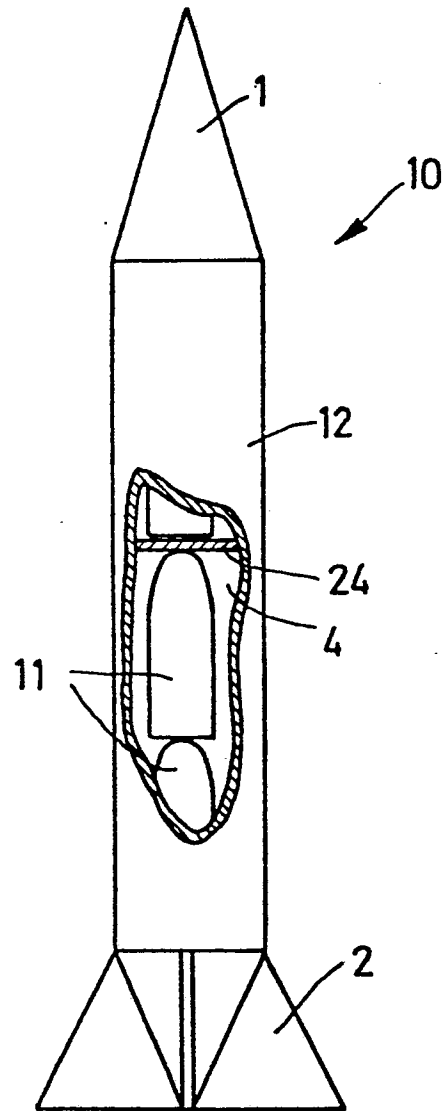
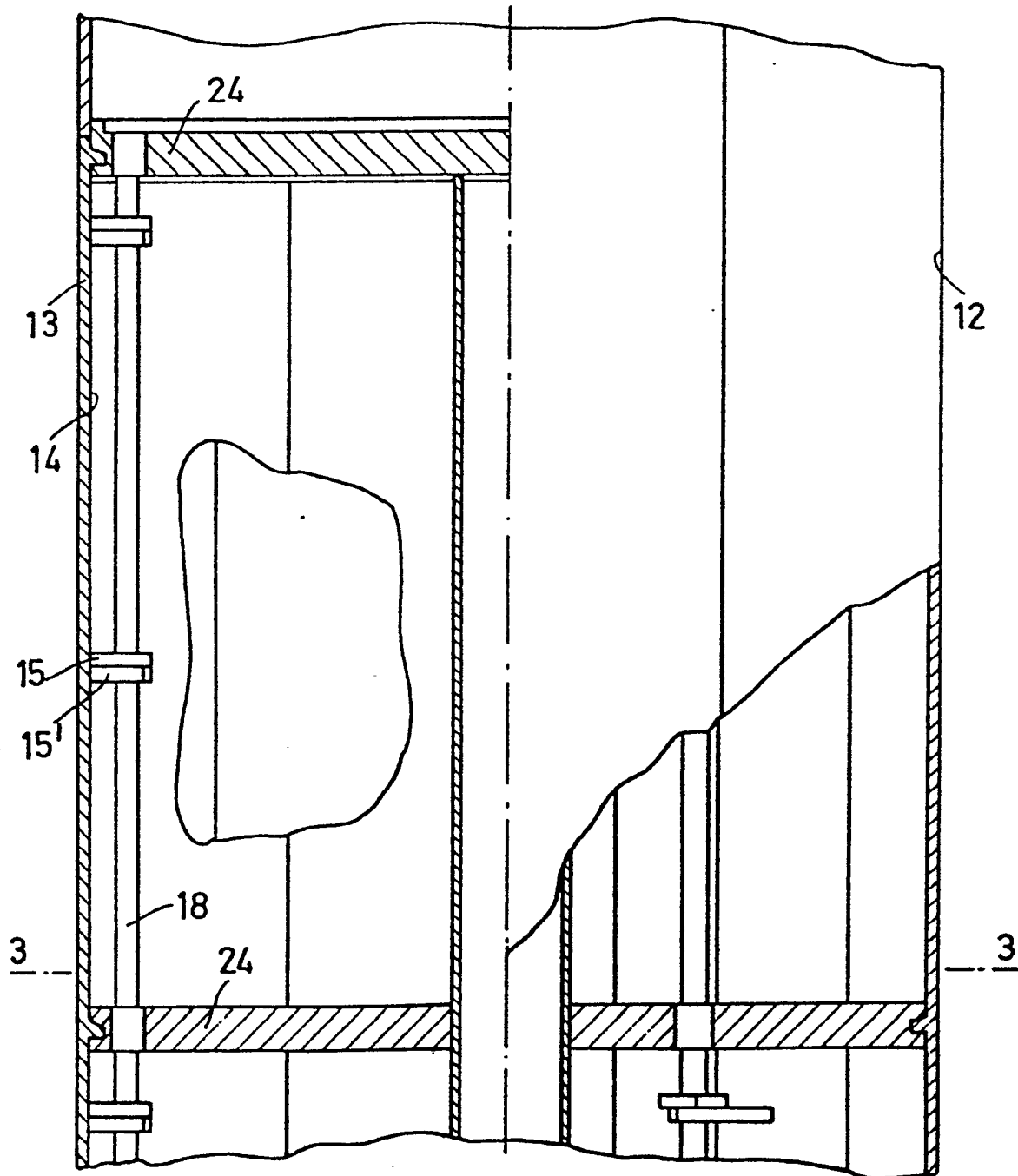


FIG. 2



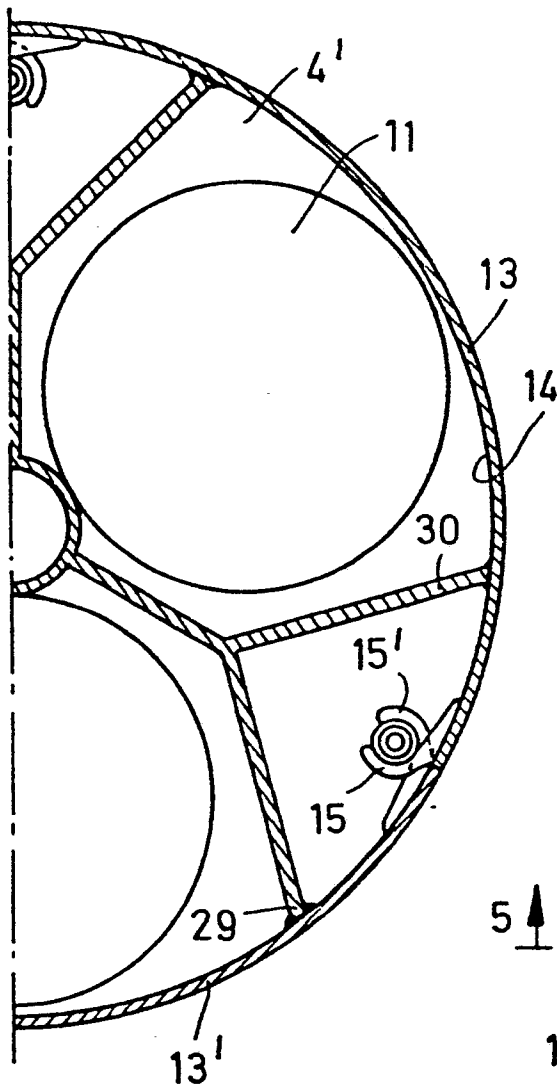


FIG. 3

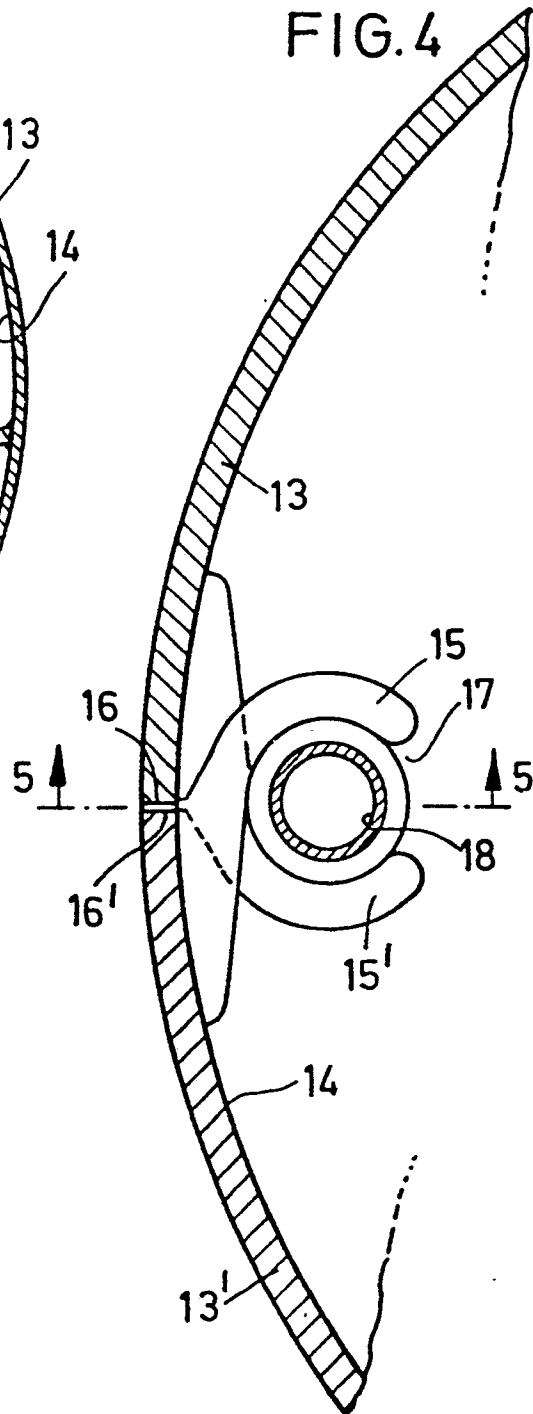


FIG. 4

